

BEST AVAILABLE COPY



REC'D 02 JUL 2002

WIPO PCT

BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 16 MAI 2002

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

DOCUMENT DE PRIORITÉ

PRÉSENTÉ OU TRANSMIS
CONFORMÉMENT À LA
RÈGLE 17.1.a) OU b)

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint Petersburg
75800 PARIS cedex 08
Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04
Télécopie : 33 (1) 42 93 59 30
www.inpi.fr



26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08
Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 94 86 54

BREVET D'INVENTION
CERTIFICAT D'UTILITÉ
Code de la propriété intellectuelle - Livre VI


N° 11354*01

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE 1/2

Important Remplir impérativement la 2ème page.

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DS 540 W / 190600

REMISE DES PIÈCES DATE 18 MARS 2002 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT 0203312 NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE PAR L'INPI 18 MARS 2002		NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE CABINET BONNÉTAT 29, Rue de Saint-Petersbourg 75008 PARIS	
Vos références pour ce dossier (facultatif) EU-105			
Confirmation d'un dépôt par télécopie <input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie			
2 NATURE DE LA DEMANDE		Cochez l'une des 4 cases suivantes	
Demande de brevet		<input checked="" type="checkbox"/>	
Demande de certificat d'utilité		<input type="checkbox"/>	
Demande divisionnaire		<input type="checkbox"/>	
Demande de brevet initiale		N°	Date <input type="text"/>
ou demande de certificat d'utilité initiale		N°	Date <input type="text"/>
Transformation d'une demande de brevet européen		<input type="checkbox"/>	Date <input type="text"/>
Demande de brevet initiale		N°	Date <input type="text"/>
3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum) Procédé et dispositif pour détecter des défauts d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante, en particulier d'un hélicoptère, et pour régler ce rotor.			
4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE		Pays ou organisation FRANCE Date 04 / 05 / 2001 N° 01 05988 Pays ou organisation <input type="text"/> N° <input type="text"/> Pays ou organisation <input type="text"/> N° <input type="text"/> <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
5 DEMANDEUR		<input type="checkbox"/> S'il y a d'autres demandeurs, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
Nom ou dénomination sociale		EUROCOPTER	
Prénoms			
Forme juridique		S.A.S.	
N° SIREN		3 5 2 3 8 3 7 1 5	
Code APE-NAF		1 . . .	
Adresse	Rue	Aéroport International Marseille-Provence	
	Code postal et ville	13725	MARIGNANE Cedex
Pays		FRANCE	
Nationalité		Française	
N° de téléphone (facultatif)			
N° de télécopie (facultatif)			
Adresse électronique (facultatif)			



BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE 2/2

REMISE DES PIÈCES DATE 18 MARS 2002 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT 0203312 NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI		Réservé à l'INPI	
Vos références pour ce dossier : (facultatif)		EU-105	
6 MANDATAIRE			
Nom		HAUER	
Prénom		Bernard	
Cabinet ou Société		CABINET BONNETAT	
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel			
Adresse	Rue	29, Rue de Saint-Petersbourg	
	Code postal et ville	75008	PARIS
N° de téléphone (facultatif)		01 42 93 66 65	
N° de télécopie (facultatif)		01 42 93 69 51	
Adresse électronique (facultatif)			
7 INVENTEUR (S)			
Les inventeurs sont les demandeurs		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non Dans ce cas fournir une désignation d'inventeur(s) séparée	
8 RAPPORT DE RECHERCHE		Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)	
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>	
Paiement échelonné de la redevance		Paiement en deux versements, uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non	
9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES		Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requête pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Requête antérieurement à ce dépôt (joindre une copie de la décision d'admission pour cette invention ou indiquer sa référence) :	
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes			
10 SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire) MANDATAIRE "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI GRAN	

La loi n°78-17 du 6 janvier 1978 relative à l'informatique, aux fichiers et aux libertés s'applique aux réponses faites à ce formulaire. Elle garantit un droit d'accès et de rectification pour les données vous concernant auprès de l'INPI.

La présente invention concerne un procédé pour détecter des défauts éventuels d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante, en particulier d'un hélicoptère, et pour régler ce rotor. Elle concerne également un dispositif pour déterminer des défauts et des valeurs de réglage de paramètres de réglage d'un tel rotor.

Dans le cadre de la présente invention, on entend :

- par détection de défauts du rotor, la détection de pièces défectueuses (par exemple et de façon non exhaustive un roulement, un amortisseur de traînée, un bord d'attaque de pale décollé, une bielle de pas ou toute autre pièce mécanique présentant un défaut, générateur d'une augmentation du niveau vibratoire du rotor) dudit rotor, l'élimination de ces défauts correspondant au remplacement des pièces défectueuses ; et
- par réglage du rotor, le réglage d'éléments particuliers du rotor (par exemple des masses ou des volets compensateurs qui sont montés sur les pales du rotor) qui ont pour objet de réduire et minimiser les vibrations d'au moins une partie (par exemple le poste de pilotage) d'un aéronef en voilure tournante.

De telles vibrations constituent un problème important qu'il s'agit de combattre, car ces vibrations provoquent :

- des contraintes alternées dans tout l'aéronef entraînant des phénomènes de fatigue et ayant donc une influence directe sur la sécurité ;
- des vibrations dans le fuselage, ce qui peut réduire la précision et l'efficacité d'appareils, en particulier des armes, qui sont montés sur ledit fuselage ; et
- des vibrations dans la cabine, ce qui est bien entendu très gênant pour le confort des pilotes et des passagers.

Par le document EP-O 377 666 (US-4 937 758), on connaît un système et un procédé pour minimiser les vibrations ou les contraintes au

sein d'un appareil, tel qu'un hélicoptère, comprenant un rotor auquel des pales tournantes sont fixées. Ledit procédé comporte des étapes consistant à (et ledit dispositif comprend des moyens pour) :

a) calculer les effets des ajustements mécaniques unitaires sur la force et le moment exercés par le rotor sur la structure du support. Chaque hélicoptère spécifique possède son propre fichier informatique, qui reste avec l'hélicoptère au cours de sa durée de vie. Ainsi, chaque hélicoptère avec numéro de série a sa propre base de données particulière (c'est-à-dire qui ne s'applique qu'à cet hélicoptère) contenant un profil vibratoire de l'hélicoptère au cours du temps, accompagné des informations descriptives relatives aux conditions de test en vol et aux actions de maintenance ;

b) déterminer au moins trois composantes de force et au moins trois composantes de moment générées par le rotor ;

c) détecter la position angulaire d'un arbre dudit rotor ;

d) traiter les signaux représentant les composantes de force et de moment et les signaux représentant la position angulaire dudit arbre, afin de produire les coefficients de Fourier desdits forces et moments ;

e) déterminer les ajustements mécaniques optimum du rotor destinés à minimiser les vibrations dans la structure du support du rotor, lesdits ajustements optimum étant déduits à partir desdits coefficients de Fourier de mouvements produits et à partir desdits effets calculés des ajustements mécaniques unitaires des pales ; et

f) indiquer des ajustements aux pales en accord avec lesdits ajustements mécaniques optimum.

Le procédé de minimisation de vibrations, décrit dans ce document EP-O 377 666, présente notamment les caractéristiques suivantes :

- il ne s'applique, à chaque fois, qu'à un seul hélicoptère, pour lequel il est nécessaire de calculer tout d'abord les effets des ajustements mécaniques sur la force et le moment exercés par le rotor ;
- il nécessite l'obtention de forces et de moments qui sont dus, d'une part au rotor non réglé et, d'autre part, à chacun des différents ajustements. Ces forces et moments peuvent être déduits de mesures réalisées par des moyens de mesure tels que des accéléromètres ou des jauges de force fixées à la structure, dont on mesure les déformations ;
- il réalise une approximation en assimilant le fuselage de l'hélicoptère à un corps rigide présentant six degrés de liberté (alors que l'hélicoptère est en réalité un corps déformable qui est soumis à des excitations extérieures provenant notamment des rotors et de différents efforts aérodynamiques) et il cherche à corriger les mouvements dans l'espace de ce corps rigide ;
- pour pouvoir être mis en œuvre, il nécessite la connaissance de l'emplacement précis, dans la cabine de l'hélicoptère, desdits moyens de mesure (accéléromètres, jauges de force, ...) par rapport au centre de gravité de l'hélicoptère ; et
- pour calculer les ajustements mécaniques, il utilise un système linéaire usuel à coefficients d'influence.

Ce procédé (ou ce dispositif) connu présente plusieurs inconvénients importants :

A/ premièrement, en considérant l'hélicoptère comme un corps rigide et donc en essayant de minimiser les vibrations de sa structure sans tenir compte des déformations possibles de celle-ci, ledit procédé connu n'est pas en mesure de réaliser un réglage optimal du rotor ;

B/ deuxièmement, comme indiqué précédemment, on doit connaître de façon précise l'emplacement effectif des moyens de mesure par rapport au centre de gravité de l'hélicoptère.

Par conséquent, il ne doit pas y avoir d'erreur lors de l'agencement ~~desdits moyens de mesure aux emplacements qui sont prévus à cet~~ effet.

De plus, la position du centre de gravité de l'hélicoptère variant en fonction de son chargement, comme les emplacements des moyens de mesure sont prévus une fois pour toutes, toute variation ultérieure de la masse ou de la répartition de la masse dans l'hélicoptère entraîne forcément des erreurs dans la mise en œuvre du procédé et réduit ainsi la précision du réglage réalisé ; et

C/ surtout, troisièmement, ce document connu prévoit de régler un rotor d'hélicoptère dans le but de réduire les vibrations, sans tenir compte de défauts éventuels de ce rotor, c'est-à-dire sans vérifier si des pièces telles que des roulements ou des amortisseurs dudit rotor sont défectueuses et si elles sont, au moins en partie, à l'origine des vibrations à réduire.

On sait que, avec des défauts de ce type, l'intensité des vibrations dues aux défauts varie, généralement, en fonction de la vitesse de rotation du rotor. Par conséquent, en réglant un rotor qui présente au moins un tel défaut, sans tenir compte de ce défaut, en mettant en œuvre le procédé divulgué par le document EP-O 377 666, on arrive certes à réduire le plus souvent les vibrations pour la vitesse de rotation prise en compte lors de ce réglage, mais on ne minimise pas les vibrations pour toutes les vitesses de rotation. Au contraire, le réglage peut même avoir un effet opposé, c'est-à-dire entraîner une augmentation des vibrations, dans certaines conditions pour d'autres vitesses de rotation.

Par ailleurs, il peut arriver que les vibrations dues à un défaut du rotor soient si importantes qu'il devient impossible d'identifier la matrice d'influence permettant de mettre en œuvre le procédé précité.

Par conséquent, lorsque des défauts existent sur le rotor, la solution préconisée par le document EP-O 377 666 n'est généralement pas applicable, car :

- il n'est en général pas possible de diminuer les niveaux vibratoires dans tout le domaine de vol pour garantir un confort satisfaisant ; et/ou
- il est souvent très difficile et parfois impossible d'identifier la matrice d'influence nécessaire à la mise en œuvre dudit procédé.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé pour au moins détecter, de façon simple et efficace, des défauts éventuels d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante, de manière à pouvoir annuler ou tout au moins minimiser les vibrations (dues à de tels défauts) d'au moins une partie dudit aéronef.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que :

I – dans une étape préliminaire, dans laquelle on utilise un aéronef de référence correspondant à un aéronef à voilure tournante dudit type particulier, dont le rotor est sans défaut et est réglé selon un réglage de référence, pour lequel le niveau vibratoire d'au moins une partie dudit aéronef est minimal :

a) on fait au moins une première série de mesures sur ledit aéronef de référence, en mesurant, lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs d'au moins deux accélérations qui sont mesurées à des endroits quelconques de ladite partie de l'aéronef de référence et qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie de l'aéronef de référence :

α) d'une part, avec le rotor de l'aéronef de référence qui est sans défaut et qui est réglé selon ledit réglage de référence ; et

β) d'autre part, en introduisant des défauts dans ledit rotor ; et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélérations et en considérant que l'aéronef est un corps déformable, on détermine un réseau de neurones qui illustre les relations entre lesdites accélérations et au moins lesdits défauts ; et

5 II – dans une étape ultérieure, pour au moins détecter les défauts éventuels du rotor d'un aéronef à voilure tournante particulier dudit type d'aéronef :

a) on fait une deuxième série de mesures sur ledit aéronef particulier, en mesurant les valeurs d'au moins certaines desdites accélérations
10 au niveau de ladite partie de l'aéronef lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef ; et

b) à partir de cette deuxième série de mesures d'accélérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détecte les défauts éventuels dudit rotor.

15 Ainsi, grâce à l'invention, on peut détecter de façon précise les défauts (c'est-à-dire les pièces défectueuses) du rotor. L'élimination de ces défauts (c'est-à-dire le remplacement des pièces défectueuses) permet alors de réduire, et éventuellement de minimiser voire même d'annuler, les vibrations de ladite partie (cabine, ...) de l'aéronef. Comme pièces du rotor
20 susceptibles d'être défectueuses, on peut notamment citer les roulements du mât et les amortisseurs de traînée des pales.

En plus de détecter des défauts, le procédé conforme à la présente invention permet également de régler de façon simple et efficace ledit rotor, pour minimiser (voire annuler) toutes les vibrations de ladite partie de
25 l'aéronef.

A cet effet, ledit procédé tel que précité est remarquable, selon l'invention, en ce que :

I – dans l'étape préliminaire :

a) on fait ladite première série de mesures sur ledit aéronef de référence, en mesurant, lors du fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs desdites accélérations qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie de l'aéronef de référence, en plus desdites situations α) et β), dans une situation γ) dans laquelle on fait varier les valeurs de réglage d'une pluralité de paramètres de réglage dudit rotor ; et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélérations, on détermine ledit réseau de neurones qui illustre les relations entre, d'une part, lesdites accélérations et, d'autre part, lesdits défauts et lesdits paramètres de réglage ; et

II – dans l'étape ultérieure, qui est destinée de plus à régler le rotor de l'aéronef à voilure tournante particulier dudit type d'aéronef, après lesdites opérations a) et b) :

c) à partir de cette deuxième série de mesures d'accélérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détermine les valeurs de réglage d'au moins certains desdits paramètres de réglage, qui permettent de minimiser le niveau vibratoire de ladite partie de l'aéronef ; et

d) on applique au rotor dudit aéronef les valeurs de réglage ainsi déterminées pour lesdits paramètres de réglage.

Ainsi, grâce à l'invention, on peut régler de façon précise les paramètres de réglage précisés ci-dessous du rotor de manière à réduire les vibrations au niveau d'au moins une partie de l'aéronef, en particulier dans la cabine, mais également sur la poutre de queue ou le fuselage par exemple.

De plus, grâce à l'invention, la mise en œuvre du procédé nécessite un nombre réduit de fonctionnements d'essai, en particulier de vols d'essai, au moyen d'un aéronef de référence qui est sans défaut et qui est

préréglé par des moyens connus et usuels et qui est du type particulier considéré, pour déterminer ledit réseau de neurones qui sera utilisé lors de réglages ultérieurs. Ce réseau de neurones peut être utilisé pour analyser le rotor de tout aéronef du même type que l'aéronef de référence.

5 Pour bien mettre en évidence les caractéristiques et les avantages du procédé conforme à la présente invention, on précise à présent les différences les plus importantes entre ce procédé et le procédé précité décrit dans le document EP-0 377 666 :

- 10 – le procédé conforme à l'invention permet, à la différence du procédé connu précité, de détecter les défauts éventuels du rotor avant de réaliser un réglage, ce qui permet d'obtenir un réglage optimal ;
- la présente invention considère que l'aéronef est un corps déformable et non pas un corps rigide à six degrés de liberté, ce qui, d'une part, permet de prendre en compte les déformations de la structure qui sont très
15 importantes dans la réponse vibratoire de l'aéronef et, d'autre part, ne rend pas nécessaire l'utilisation de six moyens de mesure ;
- les mesures d'au moins deux accélérations sont suffisantes pour mettre en œuvre la présente invention. De plus, il n'est pas nécessaire de connaître l'emplacement des accéléromètres qui réalisent ces mesures,
20 alors que ledit procédé connu utilise six moyens de mesure, dont l'emplacement doit être connu avec précision par rapport au centre de gravité de l'hélicoptère, ce qui entraîne les inconvénients précités ;
- le procédé conforme à la présente invention traite directement les accélérations mesurées. En revanche, ledit procédé connu calcule tout
25 d'abord, à partir des mesures réalisées par des accéléromètres ou des jauges de force, les forces et les moments exercés par le rotor, avant de traiter ensuite ces forces et ces moments ;
- le procédé conforme à l'invention utilise un réseau de neurones qui définit des relations non linéaires et qui est adaptable, comme précisé ci-

dessous, alors que ledit procédé connu utilise simplement une matrice d'influence usuelle qui définit bien entendu uniquement des relations linéaires ; et

- ledit réseau de neurones qui est déterminé une fois pour toutes dans l'étape préliminaire I peut être utilisé ultérieurement pour détecter les défauts d'un rotor et régler le rotor de tout aéronef du même type que l'aéronef utilisé dans cette étape préliminaire I. En revanche, les matrices d'influence utilisées par ledit procédé connu doivent être déterminées préalablement pour chaque hélicoptère particulier, dont on veut régler le rotor, ce qui est notamment long et fastidieux.

Dans un mode de réalisation préféré, entre les étapes II/b) et II/c), on élimine les défauts qui ont été détectés le cas échéant à l'étape II/b) et on réalise une nouvelle deuxième série de mesures qui sera utilisée dans l'étape II/c) pour déterminer les paramètres de réglage, c'est-à-dire qu'on élimine les défauts (on remplace les pièces défectueuses) après les avoir déterminés, et avant de refaire des mesures pour déterminer ensuite les paramètres de réglage. Cette étape intermédiaire n'est pas toujours nécessaire. Toutefois, elle permet d'augmenter l'efficacité du réglage en réalisant ce dernier sur un aéronef avec un rotor sans défaut (c'est-à-dire sans pièce défectueuse).

En outre, avantageusement, des éléments de réglage définissant lesdits paramètres de réglage comportent au moins les éléments suivants du rotor de l'aéronef :

- au moins une masse d'équilibrage préférentiellement au niveau du manchon de chacune des pales du rotor ;
- une bielle sur chacune des pales du rotor, à l'exception d'une pale qui représente une pale de référence ; et
- au moins un volet compensateur sur le bord de fuite de chacune des pales du rotor.

Par ailleurs, dans un premier mode de réalisation destiné à un rotor d'avance et de sustentation d'un aéronef à voilure tournante, on réalise, à ladite étape I/a), ladite première série de mesures au cours au moins des vols d'essai suivants :

- 5 – un vol de référence avec le rotor réglé selon ledit réglage de référence ;
- des vols avec des défauts volontairement introduits et connus du rotor ;
- un vol avec un premier dérèglement particulier d'au moins une masse d'équilibrage d'une pale ;
- un vol avec un deuxième dérèglement particulier d'au moins une bielle
- 10 d'une pale, en ayant supprimé ledit premier dérèglement ; et
- un vol avec un troisième dérèglement particulier d'au moins un volet compensateur qui est prévu sur le bord de fuite d'une pale, en ayant supprimé ledit deuxième dérèglement.

Dans ce cas, avantageusement, au moins l'un desdits vols d'essai réalisés à l'étape I/a) et desdits vols de mesure réalisés à l'étape II/a) comporte les configurations suivantes, au cours desquelles on réalise des mesures :

- 15 – une configuration de vol stationnaire ;
- une configuration de vol à environ 50 m/s, c'est-à-dire à environ 100
- 20 nœuds ;
- une configuration de vol à la puissance maximale continue ; et
- un essai au sol avec le rotor qui tourne.

De plus, pour un rotor d'avance et de sustentation d'un aéronef à voilure tournante, ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la cabine de l'aéronef. En revanche, pour un rotor de queue anticouple d'un aéronef à voilure tournante, ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la poutre de queue de l'aéronef.

Dans un second mode de réalisation, pour un rotor de queue d'un aéronef à voilure tournante, on réalise au moins l'une desdites première et deuxième séries de mesures, avec l'aéronef au sol et le rotor de queue en fonctionnement.

5 Par ailleurs, avantageusement, à l'étape I/b), on tient compte des hypothèses supplémentaires suivantes pour déterminer ledit réseau de neurones :

- le rotor est non isotrope ;
- les relations entre, d'une part, les défauts et les paramètres de réglage et, d'autre part, les valeurs des accélérations, sont linéaires ; et
- 10 – le niveau vibratoire existant en un point particulier de l'aéronef (qui est supposé déformable) correspond à la somme des vibrations élémentaires engendrées audit point particulier et provoquées par les défauts et le dérèglement desdits paramètres de réglage.

15 En outre, de préférence, on détermine à l'étape II/c) la valeur de réglage α d'un paramètre de réglage, en minimisant l'expression suivante :

$$|R(\alpha) + \gamma|^2$$

dans laquelle :

- R est la fonction de transfert correspondante dudit réseau de mesures ;
- 20 et
- γ est un vecteur contenant le niveau vibratoire représentatif des mesures réalisées à l'étape II/a).

Par ailleurs, selon l'invention, à l'étape II/c), on peut de plus :

- visualiser les valeurs de réglage que l'on vient de déterminer, en particulier à partir d'un écran usuel ; et/ou
- 25 – enregistrer ces valeurs sur un support d'enregistrement usuel pour pouvoir les utiliser ultérieurement, notamment pour prédire les futurs niveaux ; et/ou

- afficher les valeurs des accélérations prédites par le réseau de neurones après les réglages.
-

On peut faire de même à l'étape II/b), pour les défauts du rotor.

Par ailleurs, on peut prévoir selon l'invention une phase de recalage, pour tenir compte des spécificités propres à un aéronef donné, pour laquelle :

a) on fait une troisième série de mesures, au cours de laquelle on fait varier uniquement les valeurs de réglage de certains desdits paramètres de réglage ; et

b) on ajuste ledit réseau de neurones à partir de ladite troisième série de mesures, pour les relations correspondantes qui sont relatives aux paramètres de réglage pour lesquels on a fait varier les valeurs de réglage.

La présente invention concerne également un dispositif pour détecter des défauts et déterminer des valeurs de réglage de paramètres de réglage d'un rotor d'un aéronef à voilure tournante.

Selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce qu'il comporte :

- un calculateur qui est susceptible de déterminer automatiquement lesdits défauts et lesdites valeurs de réglage, de la manière indiquée précédemment, à partir d'un réseau de neurones et de valeurs de mesure d'une deuxième série de mesures ;

- un moyen d'interface entre ledit dispositif et un opérateur, qui permet à ce dernier d'entrer lesdites valeurs de mesure de ladite deuxième série de mesures dans ledit calculateur ; et

- un moyen d'indication pour indiquer audit opérateur les défauts et les valeurs de réglage déterminées par ledit calculateur.

De plus, avantageusement, ledit calculateur est susceptible de déterminer ledit réseau de neurones à partir de valeurs de mesure d'une première série de mesures, et ledit moyen d'interface permet de plus, au-

dit opérateur, d'entrer dans ledit calculateur lesdites valeurs de mesure de ladite première série de mesures.

Par ailleurs, ledit dispositif peut comporter de plus une mémoire pour enregistrer ledit réseau de neurones.

5 Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 montre schématiquement un aéronef à voilure tournante, auquel on applique la présente invention.

10 La figure 2 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention pour détecter les défauts (pièces défectueuses) et déterminer les valeurs de réglage (paramètres de réglage) d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante.

15 La figure 3 illustre schématiquement et partiellement une pale de rotor qui est munie d'éléments de réglage conformes à l'invention.

L'aéronef à voilure tournante, en l'occurrence un hélicoptère 1, représenté sur la figure 1, et auquel on applique la présente invention comporte de façon usuelle un fuselage 2, dans la partie avant duquel est disposée la cabine de pilotage 3. La partie intermédiaire 4 dudit fuselage
20 comporte un groupe moteur 5 qui est susceptible d'entraîner en rotation un rotor principal d'avance et de sustentation 6, composé de pales 7. Le fuselage est prolongé vers l'arrière par une poutre de queue 8, à l'extrémité libre de laquelle est disposée une dérive 9 munie d'un volet 13. Par ailleurs, à l'extrémité arrière de la poutre de queue 8, par exemple à la
25 base de la dérive 9, est prévu un rotor de queue anticouple 10 à pas variable, entraîné en rotation à partir du groupe moteur 5 par l'intermédiaire d'un arbre rotatif 11 et comportant des pales 12. De préférence, ledit rotor anticouple 10 est caréné, la carène étant constituée par la base de la dérive 9.

La présente invention concerne un procédé pour détecter des défauts d'au moins l'un des rotors 6 et 10 de l'hélicoptère 1 et pour régler

ce rotor 6 et 10 dans le but d'obtenir un faible niveau vibratoire en Ω notamment, Ω étant le régime du rotor 6, selon les trois directions de l'hélicoptère 1 (axial, latéral, et vertical) afin d'assurer un confort optimal et une sécurité de fonctionnement maximale. Ce réglage est effectué systématiquement après la fabrication et donc avant le premier vol de l'hélicoptère 1, ainsi qu'après toute opération de maintenance d'un rotor 6, 10. Il peut aussi s'effectuer à tout moment, si on le désire ou si le fonctionnement du rotor 6, 10 le nécessite.

Pour ce faire, le procédé conforme à l'invention présente au moins :

- une étape préliminaire ou "étape d'apprentissage" I ; et
- au moins une étape ultérieure II d'élimination des défauts, et éventuellement de réglage effectif.

Dans le cadre de la présente invention, un défaut du rotor 6, 10 correspond à un état défectueux (qui est notamment source de vibrations) d'une pièce dudit rotor, en particulier d'un amortisseur de traînée d'une pale 7 ou d'un roulement du mât 6A du rotor 6.

Selon l'invention, dans ladite étape préliminaire, dans laquelle on utilise (exclusivement) un hélicoptère de référence correspondant à un hélicoptère du type particulier (Ecureuil, Puma, ...) considéré pour le réglage, dont le rotor 6, 10 est sans défaut (aucune pièce défectueuse) et est réglé selon un réglage de référence, pour lequel le niveau vibratoire d'au moins une partie (cabine 3, poutre de queue 8, ...) dudit hélicoptère 1 est minimal :

- a) on fait au moins une première série de mesures sur ledit hélicoptère de référence, en mesurant, lors d'un fonctionnement particulier dudit hélicoptère de référence 1, les valeurs d'au moins deux accélérations qui

sont mesurées à des endroits quelconques de ladite partie 3, 8 de l'hélicoptère de référence et qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie de l'hélicoptère de référence :

α) avec le rotor 6, 10 de l'hélicoptère de référence 1 qui est réglé selon
5 ledit réglage de référence ;

β) en introduisant des défauts dans ledit rotor 6, 10 ; et

γ) en variant les valeurs de réglage d'une pluralité de paramètres de réglage dudit rotor ; et

10 b) à partir de cette première série de mesures d'accélération, et en considérant que l'hélicoptère 1 est un corps déformable (c'est-à-dire non rigide ou présentant une certaine souplesse), on détermine un réseau de neurones précisé ci-dessous, qui illustre les relations entre, d'une part, lesdites accélérations et, d'autre part, lesdits défauts et lesdits paramètres de réglage.

15 De plus, selon l'invention, dans une étape ultérieure II, pour détecter d'éventuels défauts et pour régler le rotor d'un hélicoptère 1 particulier quelconque dudit type (Ecureuil, Puma, ...) :

20 a) on fait une deuxième série de mesures sur ledit hélicoptère particulier 1, dont le rotor 6, 10 doit être réglé, en mesurant les valeurs d'au moins certaines desdites accélérations au niveau de la partie précitée (cabin, ...) de cet hélicoptère particulier 1, lors d'un fonctionnement particulier dudit hélicoptère particulier. On utilise, de préférence, parmi les accélérations mesurées lors de ladite première série de mesures, celles qui sont les plus sensibles ;

25 b) à partir de ladite deuxième série de mesures d'accélérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détecte les défauts éventuels dudit rotor ;

c) à partir de cette deuxième série de mesures et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détermine les valeurs de réglage d'au moins

certaines desdits paramètres de réglage, qui permettent de minimiser le niveau vibratoire de ladite partie de cet hélicoptère ; et

d) on applique au rotor 6, 10 dudit hélicoptère 1 les valeurs de réglage ainsi déterminées pour lesdits paramètres de réglage.

5 L'hélicoptère 1 représenté sur la figure 1 peut être un hélicoptère de référence ou un hélicoptère à régler. Pour des simplifications de la description, on se réfèrera à la figure 1 pour les deux cas.

On rappellera qu'un réseau de neurones est composé, de façon usuelle, d'un ensemble d'éléments opérant en parallèle et tels que, pour
10 des entrées données, les sorties de l'ensemble soient caractérisées par le réseau. Ces éléments s'inspirent des systèmes nerveux biologiques. Comme dans le cas de neurones biologiques, les fonctions du réseau sont fortement déterminées par les liaisons entre éléments. Il est ainsi possible de faire "apprendre" un réseau de neurones de telle sorte qu'il puisse
15 accomplir une fonctionnalité particulière en ajustant les valeurs des liaisons (qu'on appelle des poids) entre les éléments. Cet "apprentissage" est fait ou ajusté pour que, à une entrée donnée, le réseau délivre une sortie bien spécifique. En ce qui concerne les réseaux de neurones, on se référera par exemple à un article intitulé "Learning representation by back propagation errors" de D. Rumelhart, G. Hinton et R. Williams, qui est paru
20 dans la publication "Nature", 1996, volume 323, pages 533 à 536.

Comme indiqué précédemment, l'apprentissage peut se faire en une seule fois pour un type donné d'hélicoptère, lors de ladite phase préliminaire d'apprentissage. Pour cela, on procède à une modification maîtrisée des défauts et des paramètres de réglage du rotor et on détermine la
25 réponse de l'hélicoptère à cette modification. Les relations entre, d'une part, les défauts et les variations des paramètres de réglage au niveau du rotor et, d'autre part, les vibrations en différents points de l'hélicoptère, sont alors établies. Ces relations, traduites mathématiquement par le ré-

seau de neurones, sont les relations de base pour un type donné d'hélicoptère (Ecureuil, ...). Elles sont utilisées ensuite, si besoin, pour minimiser les vibrations du fuselage (1Ω , 2Ω) en autant de points que désirés, selon les trois axes, et ceci en un ou deux vols uniquement.

5 En faisant varier tour à tour chacun des paramètres de réglage précisés ci-dessous du rotor (ainsi que les défauts) et en enregistrant les différences de vibrations (accélération) par rapport à la référence en plusieurs points judicieusement choisis de ladite partie de l'hélicoptère, en particulier de la cabine, on obtient donc le réseau R. Celui-ci donne, pour
10 chaque configuration de fonctionnement et pour chaque harmonique (obtenue par transformée de Fourier), les relations entre chaque point de mesure, et chaque paramètre de réglage et chaque défaut.

Le réseau de neurones (spécifique d'un type d'hélicoptère 1) est de type "feed-forward" constitué de N_{ce} cellules d'entrées ($N_{ce} = N_p$ paramètres de réglage \times N_b défauts \times b pales), sans biais, possédant comme
15 fonction d'activation la fonction identité. La couche de sortie est formée de N_{cs} cellules ($N_{cs} = N_a$ accéléromètres \times C configurations de vol \times H harmoniques pour la partie réelle et la partie imaginaire de chaque point) ayant aussi comme fonction d'activation la fonction identité, et toujours
20 sans biais.

Selon l'invention, chaque défaut qui doit être recherché par la suite est tout d'abord identifié. En prenant l'exemple d'un amortisseur de traînée des pales, on réalise donc les opérations suivantes :

- un amortisseur, présentant le défaut qu'il faudra détecter (s'il existe)
25 sur les autres hélicoptères, est installé sur l'hélicoptère de référence ;
- au sol avec le rotor tournant, ou éventuellement en vol si l'état de l'amortisseur le permet, on enregistre les vibrations liées à ce défaut et on établit la signature du défaut en termes d'amplitude et de phase, que l'on différencie du signal type de référence sans défaut. Il constitue en

quelque sorte l'algorithme d'apprentissage que l'on va faire apprendre
~~au réseau de neurones. Ainsi, on disposera d'un réseau de neurones~~
spécialisé qui saura reconnaître un tel défaut ; et

- en exploitation, la signature des défauts détectés sera reconnue par le
réseau de neurones, selon des critères adaptés, parmi ceux d'une liste
de défauts préétablis, et ceci en raison d'amplitudes ou de déphasages
particuliers de signaux issus de détecteurs (accéléromètres, ...).

L'étape préliminaire d'apprentissage I utilise un algorithme usuel de
minimisation par la méthode du gradient conjugué.

Ledit réseau de neurones est calculé automatiquement par un cal-
culateur 15, par exemple un micro-ordinateur, qui fait partie d'un dispositif
16 conforme à l'invention, représenté schématiquement sur la figure 2 et
comportant de plus :

- un moyen d'interface 17, par exemple un clavier, qui est relié par une
liaison 18 au calculateur 15 et qui permet à un opérateur d'entrer des
données dans ledit calculateur 15, et notamment les valeurs de mesure
desdites premières et deuxième séries de mesures ; et
- un moyen d'indication 19, par exemple un écran de visualisation ou un
moyen d'indication sonore, qui est relié par une liaison 20 au calcula-
teur 15 et qui permet d'indiquer à l'opérateur les résultats des traite-
ments réalisés par le calculateur 15, et en particulier les valeurs de ré-
glage des paramètres de réglage.

Ainsi, grâce à l'invention, on peut détecter les défauts et régler de
façon précise les paramètres de réglage précisés ci-dessous du rotor 6, 10
de manière à réduire les vibrations au niveau d'au moins une partie de
l'hélicoptère 1, en particulier dans la cabine 3, mais également sur la pou-
tre de queue 8 ou le fuselage 2 par exemple.

On notera que le calculateur 15 peut travailler dans le domaine fréquentiel en représentation de Fourier, mais également dans le domaine temporel.

5 Bien entendu, la présente invention peut être utilisée pour uniquement déterminer les défauts [étape ultérieure II précitée : opérations a) et b)] d'un rotor 6, 10, sans forcément réaliser le réglage de ce dernier [étape ultérieure II précitée : opérations c) et d) non réalisées].

10 Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, entre les étapes II/b) et II/c), on élimine les défauts qui ont été détectés à l'étape II/b) et on réalise une nouvelle série de mesures qui sera utilisée dans l'étape II/c) pour déterminer les paramètres de réglage, c'est-à-dire qu'on élimine les défauts (on remplace les pièces défectueuses, par exemple un amortisseur de traînée d'une pale 7, qui présente une chute de raideur ou d'amortissement) après les avoir déterminés, et avant de refaire des mesures pour
15 déterminer ensuite les paramètres de réglage. Cette étape intermédiaire n'est pas toujours nécessaire. Toutefois, elle permet d'augmenter l'efficacité du réglage en réalisant ce dernier sur un aéronef comportant un rotor (à régler) sans défaut.

20 De plus, grâce à l'invention, la mise en œuvre du procédé nécessite un nombre réduit de fonctionnements d'essai, en particulier de vols d'essai, comme on le verra plus en détail ci-dessous, au moyen d'un hélicoptère de référence qui est préréglé par des moyens connus et usuels et qui est d'un type particulier, pour déterminer ledit réseau de neurones qui sera utilisé lors de réglages ultérieurs. Ce réseau de neurones peut être
25 utilisé pour régler le rotor 6, 10 de tout hélicoptère 1 (y compris de l'hélicoptère qui avait été utilisé comme hélicoptère de référence) qui est du même type que l'hélicoptère de référence.

De façon avantageuse, en particulier pour régler le rotor principal 6, ladite pluralité d'accélération, dont on mesure les valeurs à l'aide d'ac-

céléromètres usuels (dont on a représenté schématiquement certains 21, 22, 23 et 24 sur la figure 1), peuvent comporter, à titre d'exemple non limitatif, au moins certaines des accélérations suivantes de la cabine de pilotage 3 de l'hélicoptère :

- 5 – les accélérations longitudinale, latérale et verticale au niveau du plancher de la cabine 3, sensiblement à l'aplomb du mât 6A du rotor principal 6 d'avance et de sustentation dudit hélicoptère 1, l'une desdites accélérations étant susceptible d'être mesurée par l'accéléromètre 21 ;
- l'accélération verticale au poste du pilote ; et
- 10 – les accélérations latérale et verticale au poste du copilote, mesurées par les accéléromètres 22 et 23.

On rappellera que, dans le cadre de la présente invention, il n'est pas nécessaire que les accéléromètres soient agencés à des emplacements particuliers connus avec précision. Toutefois, il peut être intéressant

15 d'agencer au moins certains de ces accéléromètres au niveau de ventres de vibration du plancher de l'hélicoptère 1.

En outre, pour régler le rotor de queue 10, on mesure notamment des accélérations de la poutre de queue 8 portant ce rotor 10, par exemple à l'aide de l'accéléromètre 24.

20 Selon l'invention, pour régler le rotor 6, les éléments de réglage qui définissent lesdits paramètres de réglage comportent au moins les éléments usuels suivants (associés à chacune des pales 7 du rotor 6 de l'hélicoptère 1) :

- des masses d'équilibrage 25 qui sont prévues de préférence au niveau
- 25 du manchon 26 de chacune des pales 7 du rotor 6 et qui permettent de minimiser le balourd du rotor, en déplaçant le centre de gravité selon l'envergure de l'ensemble pale/manchon/partie de moyeu correspondante ;

– une bielle 27 qui peut être allongée ou raccourcie sur chacune des pales 7 du rotor 6, à l'exception d'une pale qui représente une pale de référence. On sait qu'en allongeant la bielle 27, on augmente le pas de la pale et donc la portance, et qu'en raccourcissant la bielle 27, on réduit la portance ; et

– des volets compensateurs 28 (connus sous la dénomination "tab" dans le domaine aéronautique) qui sont prévus sur le bord de fuite 29 de chacune des pales 7 du rotor 6 et qui permettent de compenser des écarts de portance entre les pales 7.

Par ailleurs, selon l'invention, à l'étape I/b), on tient compte des hypothèses supplémentaires suivantes pour déterminer ledit réseau de neurones :

- le rotor 6, 10 est considéré comme non isotrope ;
- l'hélicoptère 1 est supposé être un corps déformable, pour les deux premiers harmoniques de la fréquence de rotation du rotor 6, 10 ;
- les relations entre, d'une part, les défauts et les paramètres de réglage et, d'autre part, les valeurs des accélérations, sont non linéaires ; et
- le niveau vibratoire existant en un point particulier de l'hélicoptère 1 est supposé correspondre à la somme des vibrations élémentaires engendrées audit point particulier et provoquées par les défauts et le dérèglement desdits paramètres de réglage.

Par ailleurs, dans un premier mode de réalisation destiné à régler le rotor 6 d'avance et de sustentation de l'hélicoptère 1, on réalise, à ladite étape I/a), ladite première série de mesures au cours au moins des vols d'essai suivants :

- un vol de référence avec le rotor 6 réglé selon ledit réglage de référence (qui permet une minimisation du niveau vibratoire) ;
- des vols avec des défauts choisis du rotor 6 ;

- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une masse d'équilibrage 25 qui est prévue, de préférence, au niveau du manchon 26 d'une pale 7 ;
- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une bielle 27 d'une pale 7 ; et
- un vol avec un dérèglement particulier d'au moins un volet compensateur 28 qui est prévu sur le bord de fuite 29 d'une pale 7.

Dans ce cas, avantageusement, au moins l'un desdits vols d'essai réalisés à l'étape I/a) et desdits vols de mesure réalisés à l'étape II/a) comporte les configurations suivantes, au cours desquelles on réalise des mesures :

- une configuration de vol stationnaire ;
- une configuration de vol à environ 50 m/s, c'est-à-dire à environ 100 nœuds ;
- une configuration de vol à la puissance maximale continue ; et
- un essai au sol avec le rotor qui tourne.

On notera que pour le vol avec des défauts, le nombre de configurations peut être réduit.

Dans ce cas (réglage du rotor 6), de plus, la mise en œuvre de l'étape II/b) précitée du procédé conforme à l'invention comprend les opérations suivantes :

A1/ Traitement des fichiers

La position de référence du rotor étant différente sur chaque hélicoptère 1, il est nécessaire de recalibrer les mesures afin de conserver une origine identique. Soit α l'angle (pris positif dans le sens de rotation) entre la position de référence du rotor et la pale de référence, alors :

$$\varphi'_{c,\omega,h} = \varphi_{c,\omega,h} - h\alpha$$

où φ' et φ sont respectivement la phase du niveau vibratoire avant et après recalage, c représente l'une d'une pluralité (par exemple qua-

tre) de configurations de vol, a représente l'un d'une pluralité (par exemple sept) d'accéléromètres et h représente l'un d'une pluralité (par exemple trois) d'harmoniques. Les phases seront transformées (de degrés) en radians. Les données sont ensuite transformées d'une écriture trigonométrique en une écriture complexe (parties réelle et imaginaire).

B1/ Identification des défauts éventuels du rotor 6.

C1/ Calcul des valeurs de réglage

L'hélicoptère 1 possède un réseau de neurones R, caractérisé par ses poids de connexion. Soit γ le vecteur des vibrations mesurées sur l'hélicoptère 1 possédant un mauvais réglage du rotor 6, alors le vecteur α correspondant aux paramètres optimaux minimise la relation suivante :

$$F(\alpha) = \|R(\alpha) + \gamma\|^2$$

Il est nécessaire de calculer le gradient B de la fonction F par rapport à α :

$$B = \frac{\partial F}{\partial \alpha} = \frac{\partial \|R(\alpha) + \gamma\|^2}{\partial \alpha}$$

On pose α_i , la valeur de α à une itération i .

Pour une itération i , la mise à jour du vecteur des paramètres de réglage s'écrit :

$$\alpha_i = \alpha(i-1) + N.B_i, \text{ avec } N \text{ le pas de descente.}$$

Les itérations sont répétées tant que la fonction F est supérieure à un certain seuil (seuil à déterminer lors de la conception).

D1/ Pondération

Afin de réaliser un réglage optimal par rapport à l'utilisation et au comportement de l'hélicoptère 1, il est nécessaire d'introduire une

pondération de la fonction F citée ci-dessus. Il doit être possible de réaliser la pondération selon :

- les configurations de vol,
- les accéléromètres,
- les harmoniques.

La fonction F s'écrit alors :

$$F(\alpha) = \sum_c \lambda_c \sum_a \lambda_a \sum_h \gamma_h \|R_{c,a,h}(\alpha) + \gamma_{c,a,h}\|^2$$

où $R_{c,a,h}(\alpha)$ est la cellule de sortie correspondant à l'harmonique h de l'accéléromètre a de la configuration c .

Par ailleurs, pour régler le rotor de queue d'un hélicoptère 1, on réalise à ladite étape I/a) ladite première série de mesures, et à ladite étape II/a) ladite deuxième série de mesures, avec l'hélicoptère 1 au sol et le rotor de queue 10 en fonctionnement.

Dans ce cas, la mise en œuvre de l'étape II/b) précitée du procédé conforme à l'invention comprend les opérations suivantes :

A2/ Traitement des fichiers

La position de référence du rotor étant différente sur chaque hélicoptère 1, il est nécessaire de recalcr les mesures afin de conserver une origine identique. Soit α l'angle (pris positif dans le sens de rotation) entre la position de référence et la pale de référence, alors :

$$\varphi'_a = \varphi_a - \alpha$$

où φ' et φ sont respectivement la phase du niveau vibratoire avant et après recalage, $a = 1-2$ représente l'accéléromètre. Les phases seront transformées de degrés en radians. Les données sont ensuite transformées d'une écriture trigonométrie en une écriture complexe (parties réelle et imaginaire).

B2 / Identification des défauts éventuels du rotor 10.

C2/ Calcul des valeurs de réglage

L'algorithme de réglage est identique à l'algorithme de réglage du rotor principal 6 (opération C1 précitée).

D2/ Pondération

5 Afin de réaliser un réglage optimal par rapport à l'utilisation et au comportement de l'hélicoptère 1, il est nécessaire d'introduire une pondération de la fonction F. Il doit être possible de pondérer suivant les accéléromètres.

La fonction F s'écrit alors :

$$10 \quad F(\alpha) = \sum_a \lambda_a \|R_a(\alpha) + \gamma_a\|^2$$

où $R_a(\alpha)$ est la cellule de sortie correspondant à l'accéléromètre a .

En plus de pouvoir être visualisées par le moyen 19, les valeurs de réglage des paramètres de réglage, déterminées par le calculateur 15, peuvent également être enregistrées dans une mémoire 30 qui est reliée
15 par une liaison 31 audit calculateur 15, et être utilisées ultérieurement, par exemple pour faire des comparaisons.

Dans le cadre de la présente invention, on peut également réaliser ultérieurement une phase de recalage, pour laquelle :

a) on fait une troisième série de mesures, au cours de laquelle on fait varier
20 uniquement les valeurs de réglage de certains desdits paramètres de réglage ; et

b) on ajuste ledit réseau de neurones à partir de ladite troisième série de mesures, pour les relations correspondantes qui sont relatives aux paramètres de réglage pour lesquels on a fait varier les valeurs de réglage.

25 Par conséquent, le procédé conforme à l'invention présente, de plus, les avantages suivants :

– les réglages à appliquer sont calculés en une seule étape ;

– ces réglages sont obtenus à partir d'un ou de deux vols, ce qui entraîne
~~une immobilisation limitée de l'hélicoptère 1 ; et~~

- 5 – il est auto-adaptatif, c'est-à-dire qu'on peut adapter le réseau de neuro-
 nes sans vols spécifiques supplémentaires (en utilisant les vols courants
 de mise au point de l'hélicoptère), de telle sorte que ledit réseau repré-
 sente au mieux le comportement du nouvel hélicoptère.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour au moins détecter des défauts éventuels d'au moins un rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante (1) d'un type particulier d'aéronef à voilure tournante, un défaut correspondant à un état
5 défectueux d'une pièce du rotor (6, 10),
caractérisé en ce que :

I – dans une étape préliminaire, dans laquelle on utilise un aéronef de référence correspondant à un aéronef à voilure tournante (1) dudit type particulier, dont le rotor (6, 10) est sans défaut et est réglé selon un
10 réglage de référence, pour lequel le niveau vibratoire d'au moins une partie (3, 8) dudit aéronef (1) est minimal :

a) on fait au moins une première série de mesures sur ledit aéronef de référence (1), en mesurant, lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs d'au moins deux accélérations
15 qui sont mesurées à des endroits quelconques de ladite partie (3, 8) de l'aéronef de référence et qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie (3, 8) de l'aéronef de référence :

α) d'une part, avec le rotor (6, 10) de l'aéronef de référence (1) qui
20 est sans défaut et qui est réglé selon ledit réglage de référence ;
et

β) d'autre part, en introduisant des défauts dans ledit rotor (6, 10) ;
et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélérations et en
25 considérant que l'aéronef (1) est un corps déformable, on détermine un réseau de neurones qui illustre les relations entre lesdites accélérations et au moins lesdits défauts ; et

II – dans une étape ultérieure, pour au moins détecter les défauts éventuels du rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante particulier (1)

dudit type d'aéronef :

a) on fait une deuxième série de mesures sur ledit aéronef particulier (1), en mesurant les valeurs d'au moins certaines desdites accélérations au niveau de ladite partie (3, 8) de l'aéronef lors d'un fonctionnement particulier dudit aéronef ; et

b) à partir de cette deuxième série de mesures d'accélérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détecte les défauts éventuels dudit rotor (6, 10).

2. Procédé selon la revendication 1, pour de plus régler au moins un rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante (1) dudit type particulier d'aéronef à voilure tournante, caractérisé en ce que :

I – dans l'étape préliminaire :

a) on fait ladite première série de mesures sur ledit aéronef de référence (1), en mesurant, lors du fonctionnement particulier dudit aéronef de référence, les valeurs desdites accélérations qui sont représentatives de vibrations engendrées au niveau de ladite partie (3, 8) de l'aéronef de référence, en plus desdites situations α) et β), dans une situation γ) dans laquelle on fait varier les valeurs de réglage d'une pluralité de paramètres de réglage dudit rotor (6, 10) ; et

b) à partir de cette première série de mesures d'accélérations, on détermine ledit réseau de neurones qui illustre les relations entre, d'une part, lesdites accélérations et, d'autre part, lesdits défauts et lesdits paramètres de réglage ; et

II – dans l'étape ultérieure, qui est destinée de plus à régler le rotor (6, 10) de l'aéronef à voilure tournante particulier (1) dudit type d'aéronef, après lesdites opérations a) et b) :

c) à partir de cette deuxième série de mesures d'accéléérations et du réseau de neurones déterminé à l'étape I/b), on détermine les valeurs de réglage d'au moins certains desdits paramètres de réglage, qui permettent de minimiser le niveau vibratoire de ladite partie (3, 8) de l'aéronef (1) ; et

d) on applique au rotor (6, 10) dudit aéronef (1) les valeurs de réglage ainsi déterminées pour lesdits paramètres de réglage.

3. Procédé selon la revendication 2,

caractérisé en ce que, entre les étapes II/b) et II/c), on élimine les défauts qui ont été détectés, le cas échéant, à l'étape II/b) et on réalise une nouvelle deuxième série de mesures qui sera utilisée dans l'étape II/c) pour déterminer les paramètres de réglage.

4. Procédé selon l'une des revendications 2 et 3,

caractérisé en ce que des éléments de réglage définissant lesdits paramètres de réglage comportent au moins les éléments suivants (25, 27, 28) du rotor (6) de l'aéronef :

- au moins une masse d'équilibrage (25) de chacune des pales (7) du rotor (6) ;
- une bielle (27) sur chacune des pales (7) du rotor (6), à l'exception d'une pale qui représente une pale de référence ; et
- au moins un volet compensateur (28) sur le bord de fuite (29) de chacune des pales (7) du rotor (6).

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, pour un rotor d'avance et de sustentation (6) d'un aéronef à voilure tournante (1), on réalise, à ladite étape I/a), ladite première série de mesures au cours au moins des vols d'essai suivants :

– un vol de référence avec le rotor (6) réglé selon ledit réglage de référence ;

– des vols avec des défauts du rotor (6) ;

– un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une masse d'équilibrage (25) d'une pale (7) ;

– un vol avec un dérèglement particulier d'au moins une bielle (27) d'une pale (7) ; et

– un vol avec un dérèglement particulier d'au moins un volet compensateur (28) qui est prévu sur le bord de fuite (29) d'une pale (7).

6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'au moins l'un desdits vols d'essai réalisés à l'étape I/a) et desdits vols de mesure réalisés à l'étape II/a) comporte les configurations suivantes, au cours desquelles on réalise des mesures :

– une configuration de vol stationnaire ;

– une configuration de vol à environ 50 m/s ;

– une configuration de vol à la puissance maximale continue ; et

– un essai au sol avec le rotor (6) qui tourne.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, pour un rotor d'avance et de sustentation (6) d'un aéronef à voilure tournante (1), ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la cabine (3) de l'aéronef (1).

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que, pour un rotor de queue anticouple (10) d'un aéronef à voilure tournante (1), ladite partie de l'aéronef au niveau de laquelle on mesure les valeurs desdites accélérations est la poutre de queue (8) de l'aéronef (1).

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que, pour un rotor de queue anticouple (10) d'un aéronef à voilure tournante (1), on réalise au moins l'une desdites première et deuxième séries de mesures, avec l'aéronef (1) au sol et le rotor de queue (10) en fonctionnement.

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce qu'à l'étape I/b), on tient compte des hypothèses supplémentaires suivantes pour déterminer ledit réseau de neurones :

- le rotor (6, 10) est non isotrope ;
- les relations entre, d'une part, les défauts et les paramètres de réglage et, d'autre part, les valeurs des accélérations, sont non linéaires ; et
- le niveau vibratoire existant en un point particulier de l'aéronef (1) correspond à la somme des vibrations élémentaires engendrées audit point particulier et provoquées par les défauts et le dérèglement desdits paramètres de réglage.

11. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape II/b), on visualise les défauts que l'on a détectés.

12. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape II/b), on enregistre les défauts que l'on a détectés.

13. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce que l'on détermine à l'étape II/c) la valeur de réglage α d'un paramètre de réglage, en minimisant l'expression suivante :

$$|R(\alpha) + \gamma|^2$$

dans laquelle :

– R est la fonction de transfert correspondante dudit réseau de mesures ;
et

– γ est un vecteur contenant le niveau vibratoire représentatif des mesures réalisées à l'étape II/a).

5 14. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce qu'à l'étape II/c), on visualise les valeurs de réglage que l'on a déterminées.

10 15. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce qu'à l'étape II/c), on enregistre les valeurs de réglage que l'on a déterminées.

15 16. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisé en ce que l'on réalise une phase de recalage, pour laquelle :
a) on fait une troisième série de mesures, au cours de laquelle on fait varier uniquement les valeurs de réglage de certains desdits paramètres de réglage ; et
b) on ajuste ledit réseau de neurones à partir de ladite troisième série de mesures, pour les relations correspondantes qui sont relatives aux paramètres de réglage pour lesquels on a fait varier les valeurs de réglage.

20 17. Dispositif pour détecter des défauts et déterminer des valeurs de réglage de paramètres de réglage d'un rotor (6, 10) d'un aéronef à voilure tournante (1), caractérisé en ce qu'il comporte :

– un calculateur (15) qui est susceptible de déterminer automatiquement lesdits défauts et lesdites valeurs de réglage, à partir d'un réseau de neurones et de valeurs de mesure d'une deuxième série de mesures ;
25 – un moyen d'interface (17) entre ledit dispositif (16) et un opérateur, qui permet à ce dernier d'entrer lesdites valeurs de mesure de ladite deuxième série de mesures dans ledit calculateur (15) ; et

- un moyen d'indication (19) pour indiquer audit opérateur les défauts et les valeurs de réglage déterminées par ledit calculateur (15).

18. Dispositif selon la revendication 17,

5 caractérisé en ce que ledit calculateur (15) est susceptible de déterminer ledit réseau de neurones à partir de valeurs de mesure d'une première série de mesures, et en ce que ledit moyen d'interface (17) permet de plus, audit opérateur, d'entrer dans ledit calculateur (15) lesdites valeurs de mesure de ladite première série de mesures.

19. Dispositif selon l'une des revendications 17 et 18,

10 caractérisé en ce qu'il comporte de plus une mémoire (30) pour enregistrer ledit réseau de neurones.

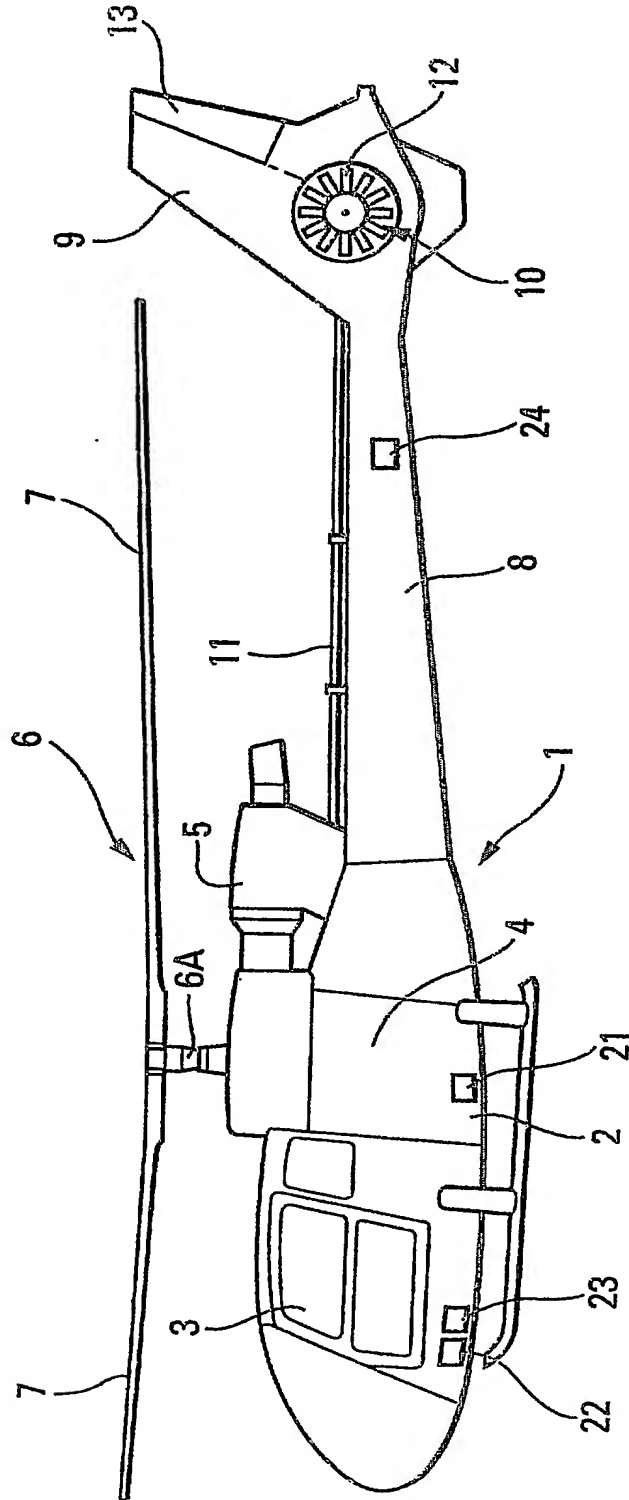


Fig. 1

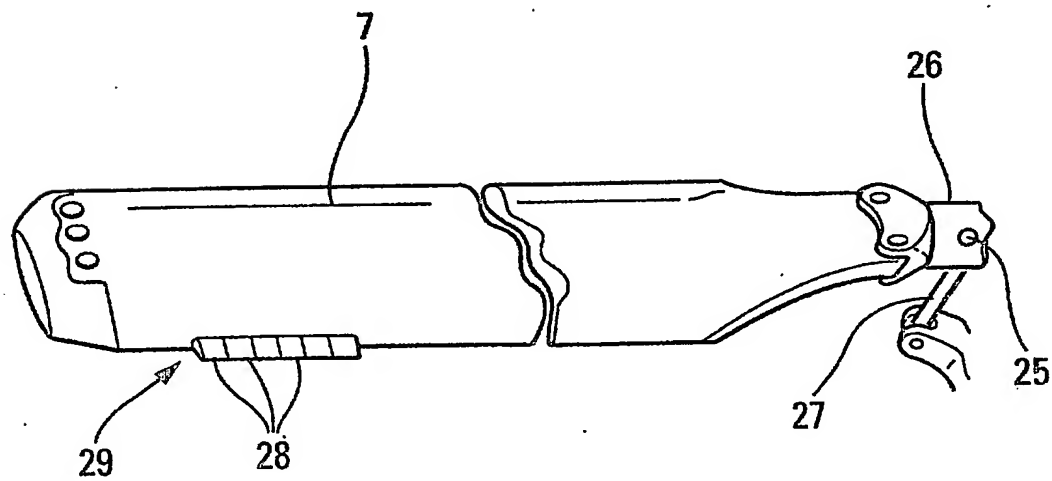
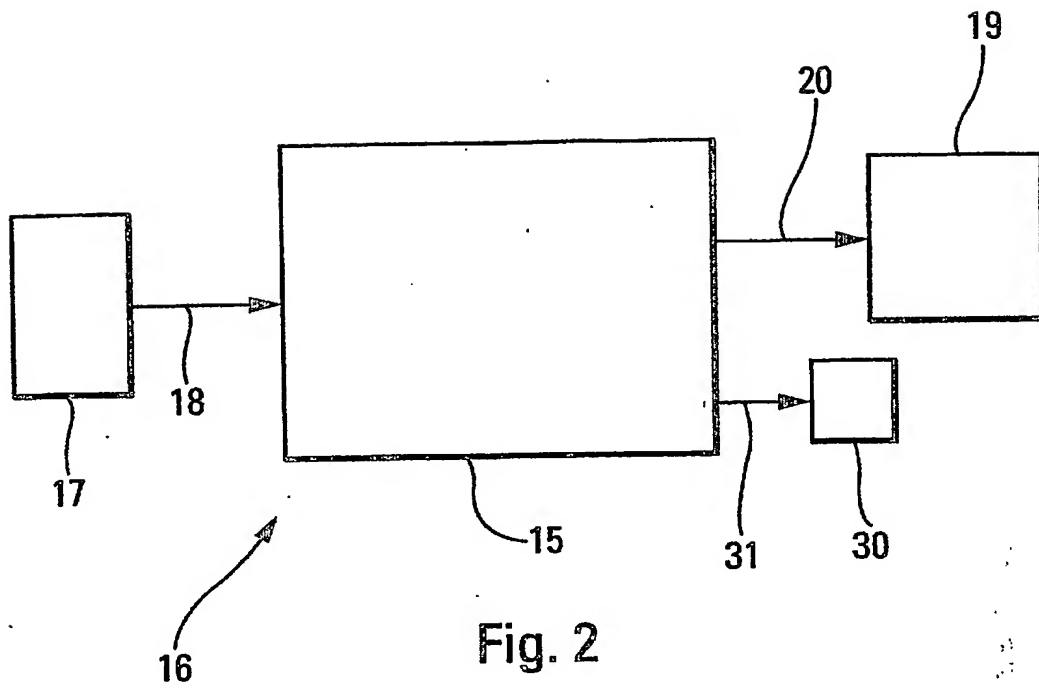


Fig. 3



DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg

75800 Paris Cedex 08

Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 93 59 30

BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

N° 11 235 02

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1. / 1.
(Si le demandeur n'est pas l'inventeur ou l'unique inventeur)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 113 W / 260309

Vos références pour ce dossier (facultatif)		EU-105	
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		0203312	
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)			
Procédé et dispositif pour détecter des défauts d'au moins un rotor d'un aéronef à voilure tournante, en particulier d'un hélicoptère, et pour régler ce rotor.			
LE(S) DEMANDEUR(S) :			
EUROCOPTER			
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) : (Indiquez en haut à droite «Page N° 1/1» S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez un formulaire identique et numérotez chaque page en indiquant le nombre total de pages).			
Nom		FERRER	
Prénoms		Rogelio	
Adresse	Rue	39, Rue d'Andrinople	
	Code postal et ville	13012	MARSEILLE
Société d'appartenance (facultatif)			
Nom			
Prénoms			
Adresse	Rue		
	Code postal et ville		
Société d'appartenance (facultatif)			
Nom			
Prénoms			
Adresse	Rue		
	Code postal et ville		
Société d'appartenance (facultatif)			
DATE ET SIGNATURE(S) DU (DES) DEMANDEUR(S) OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire) Je 18 mars 2002 MANDATAIRE "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		B. Hauer	

La loi n°78-17 du 6 janvier 1978 relative à l'informatique, aux fichiers et aux libertés s'applique aux réponses faites à ce formulaire.
Elle garantit un droit d'accès et de rectification pour les données vous concernant auprès de l'INPI.

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☒ FADED TEXT OR DRAWING
- ☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☒ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.